

탄소섬유/에폭시 복합적층판의 저속 충격 및 잔류 압축강도에 관한 연구

이상연*, 박병준*, 김재훈**, 이영신**, 전제춘***

A Study on Low Velocity Impact and Residual Compressive Strength for Carbon/Epoxy Composite Laminate

S. Y. Lee, B. J. Park, J. H. Kim, Y. S. Lee and J. C. Jeon

Key Words : Low Velocity Impact(저속충격), Carbon/epoxy Composite Laminates(탄소섬유/에폭시 복합적층판), CAI Test(충격 후 압축시험)

Abstract

Damage induced by low velocity impact loading in aircraft composite laminates is the form of failure which is occurred frequently in aircraft. Low velocity impact can be caused either by maintenance accidents with tool drops or by in-flight impacts with debris. As the consequences of impact loading in composite laminates, matrix cracking, delamination and eventually fiber breakage for higher impact energies can be occurred. Even when no visible impact damage is observed, damage can exist inside of composite laminates and the carrying load of the composite laminates is considerably reduced. The reduction of strength and stiffness by impact loading occurs in compressive loading due to laminate buckling in the delaminated areas.

The objective of this study is to determine inside damage of composite laminates by impact loading and to determine residual compressive strength and the damage growth mechanisms of impacted composite laminates. For this purpose a series of impact and compression after impact tests are carried out on composite laminates made of carbon fiber reinforced epoxy resin matrix with lay up pattern of $[(\pm 45)(0/90)_2]_s$ and $[(\pm 45)(0)_3(90)(0)_3(\pm 45)]$. UT-C scan is used to determine impact damage characteristics and CAI(Compression After Impact) tests are carried out to evaluate quantitatively reduction of compressive strength by impact loading.

1. 서 론

섬유 강화 복합재료는 금속 재료에 비하여 비강성, 비강도의 우수한 기계적 성질들을 가지고 있기 때문에 경량화가 요구되는 항공, 우주 산업에서 널리 이용되고 있으며 활용성은 더욱 확대되고 있다. 그러나 적층된 복합재료 판에서 두께 방향에서의 강성과 강도는 두께 방향으로 보강

섬유가 존재하지 않으므로 취약하며 충격으로 인한 손상이 쉽게 발생되며 그로 인하여 구조물 전체의 안정성에 영향을 미칠 수 있다. 항공기 복합재료에서 저속 충격 하중은 제작, 유지 보수 기간 중에 작업자의 실수로 인한 도구의 낙하와 운용시 파편과의 충돌로 인해서 발생할 수 있다.^{(1)~(4)} 저속충격으로 인해 육안으로 관찰 가능한 손상뿐만 아니라 감지되지 않고 적층재 내부에 존재할수 있는 손상이 존재 할 수 있다. CFRP 적층재에 대한 저속 충격은 압입, 기지 크랙, 섬유 기지의 손상, 층간분리 그리고 실제적으로 더욱 높은 충격에너지에 대한 섬유 파손을 동반한 손상을 발생시킨다.^{(5)~(8)}

* 충남대학교 대학원

** 충남대학교 기계설계공학과

*** 국방과학연구소

본 연구의 목적은 충격 하중으로 인한 복합재료 적층재의 내부 손상 결정 및 충격 하중 후 압축하중이 작용할 때 하중 수행 능력과 손상 진단 기구를 결정하는 것이다. 이러한 목적으로 적층각 $[(\pm 45)(0/90)_2]_s$ 와 $[(\pm 45)(0)_3(90)(0)_3(\pm 45)]$ 의 탄소섬유/에폭시 복합재료 적층재에 대하여 연구가 수행된다. 이 때 사용된 실험기는 충격체 낙하식 장치이며 저속 충격 후에 손상 유무와 영역을 평가하기 위해서 UT-C scan을 사용하였다. 충격으로 인한 압축강도의 감소를 정량적으로 평가하기 위해서 CAI(Compression After Impact)시험이 수행되었다.

2. 재료 및 시험방법

2.1 재료 및 시편

본 연구에서 사용된 복합재료 적층재는 (주)한국하이바에서 제작되고 있는 HFG HT145/RS1222의 단일방향 프리프레그와 HFG HT193/RS1222의 직조된 프리프레그가 사용되었다. 각각의 프리프레그의 두께는 0.14mm, 0.19mm이다. 복합재료적층재의 적층각은 Table 1과 같다. 충격 시험편은 1000mmx1000mm의 크기로 오토클레이브에서 125℃, 압력 3Bar의 환경에서 2시간동안 유지시킨 후 냉각시켜 제작되었다. 제작된 시험편은

Table 1. Lay-up patterns of impact test specimens

Subject	Lay-up pattern
Lay-up A	$[(\pm 45)(0/90)_2]_s$
Lay-up B	$[(\pm 45)(0)_3(90)(0)_3(\pm 45)]$

Table 2. Mechanical properties of laminates

Mechanical property	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	ν
HFG HT145/RS1222(UD)	121.92	7.64	3.58	0.328
HFG HT193/RS1222(Fabric)	62.34	62.34	3.43	0.045

Table 3. Mechanical properties of laminates

Mechanical property	E_1 (GPa)	ν
Lay-up A	45.19	0.29
Lay-up B	86.52	0.391

Boeing사의 충격 실험 규격인 BSS 7260에 따라 150 × 100mm의 크기를 가지도록 절단되었다. 그리고 시험편의 결함 유무 및 손상 크기는 UT C-scan을 이용하여 분석하였다.

적층재에 사용된 프리프레그에 대한 기계적 성질과 실제 적층각에 대한 기계적 성질은 각각 Table 2, 3에 나타내었다.

2.2 저속충격실험

다양한 손상 영역을 얻기 위해서 충격에너지를 변화시켜 가면서 실험하였다. 실험에 이용된 충격체 낙하식 충격시험기에서 다양한 충격에너지를 동일한 무게를 가지는 충격자를 사용하여 높이를 변화시켜 얻었다.

충격 하중을 가해 주기 위해서 사용된 장치는 Dynatup Model 8250의 충격체 낙하식 충격시험기이다. 충격자는 지름이 15.7mm, 무게가 3.7kgf인 반구형 강체이며 Boeing사의 충격 실험 규격인 BSS 7260에 따라서 125 × 75mm의 창을 가지고 있는 지그에 시험편을 놓은 후 네 모서리를 고정하고 시험편의 중앙에 충격 하중을 가하였다. 동일한 무게를 가지는 충격자의 높이를 23.1mm에서 270.2mm까지 다양하게 변화시켜 가면서 lay-up A는 0.84J~8.43J까지 8종류의 충격에너지를 선택하였고 주된 바깥쪽 덮개분은 0.86J~9.81J까지 6종류의 충격에너지를 변화시켜 가면서 하중을 가하였다.

충격 후 충격에너지에 따른 층간분리 영역의 평가는 비파괴 검사 UT C-scan을 사용하였다. 이때 직경이 0.75inch이고, 주파수 5MHz인 변환장치를 사용하였으며 스캔 속도는 50mm/s, 스캔 증분은 0.5mm로 하였다.

2.3 충격 후 압축실험

충격 받은 시험편은 압축 하중시 상·하 끝단에 Fig. 1와 같이 두께 4mm의 탭을 부착하였다. 충격 받은 시험편에 대한 충격 후 압축 실험은 SCR 속도제어방식의 만능재료시험기(Toyo Baldwin Co., Model UTM 1-10000C)를 사용하였다. 시험 하중속도 0.5mm/min인 변위 제어방식으로 수행되었다. 시험 지그는 Boeing사의 BSS 7260 규격에 명시된 것을 개조하여 사용하였다. 압축하중이 부하하는 동안 전좌굴을 방지하기 위해서 시험편 상·하단의 끝단은 와전 고정되었으며 시험편 폭 길이 50%의 지름의 구멍을 가지는 두께 5mm의 판을 시험편 앞·뒷면에 밀착시킨 후 시험편이 판 사이에서 미끄러짐이 발생할 정도로 시험편의 측면을 고정하였다. Fig. 2는 압축하중 시험 장치를 나타낸 것이다.

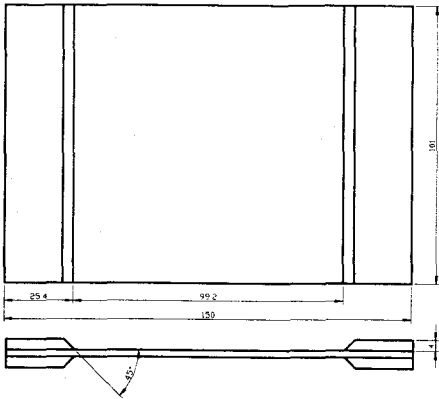


Fig.1 Configuration of CAI test specimen

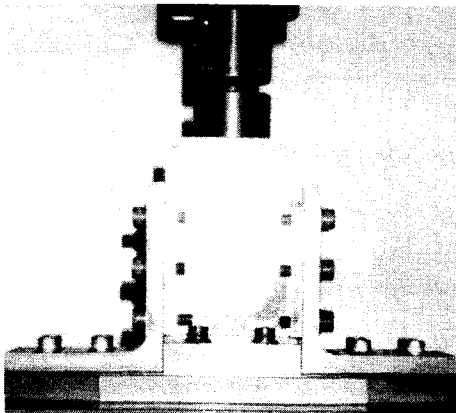


Fig.2 Schematic of CAI test

3. 결과 및 고찰

3.1 충격특성평가

Fig. 3은 저속 충격시험을 통해 구한 전형적인 결과로써 충격시간에 대한 충격하중이력과 에너지이력을 나타낸 것이다. 하중이력곡선에서 하중은 초기에 급격히 증가하나 800N 근방에서 약간 하중이 하락하였다. 그 다음 경사가 약간 완만해지면서 최대 하중에 도달하여 심한 진동이 발생한 다음 충격 하중은 떨어진다. 이때 하중이 초기에 급격히 감소되는 지점(P_i)은 판재 내부의 기지 균열 손상이 발생함으로써 강성이 감소하기 시작하는 곳이다.⁽⁸⁾ 에너지이력곡선은 초기의 충격체의 운동에너지(E_0)와 충격과정 중의 충격체의 운동에너지와의 차이를 나타낸 것이다. 이 차이는 시험편의 변형이나 진동에 의해 흡수되는 에너지와 시험편의 소성 변형 및 손상발생, 기타 열 및 음향방출 등으로 손실되는 에너지와의 합을 의미한다. 충격주기가 끝난 마지막 단계에서의 에너지는 충격 과정 중에 비가역적으로 손실된 에너지와 충격 후의 시험편의 잔류 진동으로 시험편이 갖는 운동에너지와의 합을 의미하며, 이력곡선 중에 나타나는 최대 에너지와 손실된 에너지와의 차이는 시험편의 변형이나 진동에 의해 시험편이 흡수했던 에너지 중에서 충격 후 충격체로 되돌려진 탄성에너지(E_e)이다.⁽⁵⁾

속도에 따른 충격에 대한 시험편의 응답을 살펴보면 상대적으로 낮은 속도를 가지고 있는 충격 하중을 받은 시험편 응답의 경우 충격자와 시험편의 접촉 시간이 상대적으로 길며 시험편의

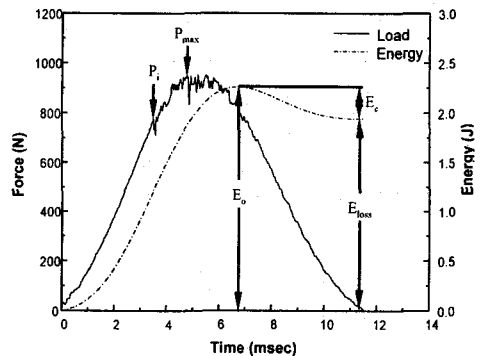
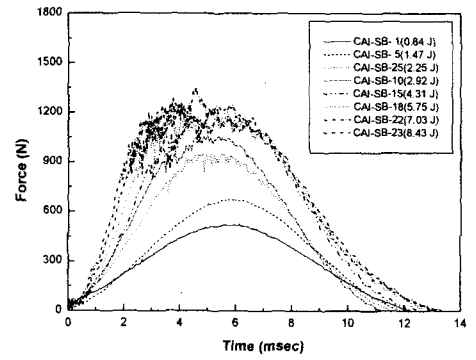


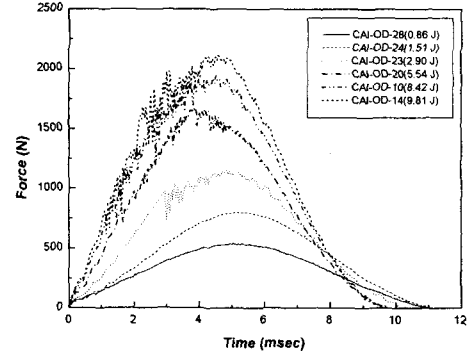
Fig.3 Typical impact load history and energy history

응답이 시험편 전체에서 발생한다. 그러나 상대적으로 높은 속도의 충격 하중을 받은 시험편의 응답은 접촉 시간이 짧아지며 응답이 국부적이다.⁽⁷⁾

Fig. 4는 각각 lay-up A와 lay-up B의 충격시험편에 충격하중을 부하했을 때 얻어지는 에너지 변화에 따른 하중 이력 선도를 나타낸 것이다. lay-up A는 2.25J, lay-up B는 2.90J의 충격에너지부터 충격 손상 개시점이 발생되었다. 두 가지 경우에서 모두 충격 에너지가 증가함에 따라 충격 손상 개시 하중은 거의 일정하였으며 평균 843.03N, 866.69N이었다. 또한 lay-up A는 손상 개시 후 기지 균열과 층간 분리가 동시에 발생하는 충격 최대 하중에 이르기까지 상대적으로 짧은 반면 lay-up B는 lay-up A보다 긴 구간을 가지고 있으며 최대 하중 부근에서 하중의 증가 없이 많은 진동을 가지는 구간 또한 짧다. lay-up A의 경우 기지 균열이 성장하기 힘든 직조된 섬유로만 구성되어 있기 때문에 충격에너지의 대부분이 충격 시험편의 관통에 사용되었기 때문에 상대적으로 층간분리가 발생하는 구간이 짧으며 관통이 시작되어 하중의 증가 없이 많은 진동을 가지는 구간이 길게 나타난다. 그러나 lay-up B는 시험편 내부에 0° 방향의 단일방향 섬유의 배열로 인해 lay-up A보다는 기지 균열이 발생되어 층간분리로 성장하기가 쉽기 때문에 충격 에너지 대부분이 기지 균열과 층간분리에 사용되므로 층간분리 구간이 길며 최대 하중 부근에서 하중의 증가 없이 진동 구간이 짧았다. 충격 접촉시간 측면에서 살펴보면 0.84J의 경우 12.5msec이며 충격에너지의 증가로 인한 속도의 증가로 접촉 시간이 2.92J 일때의 11.25msec까지 감소한다. 그리고 다시 최대 충격 하중이 크게 증가하지 않는 4.31J부터는 충격 접촉 시간이 13.0msec까지 증가한다. 이렇게 접촉 시간이 감소하다가 갑자기 증가한 이유는 충격 시험편에 섬유 파손 및 관통이 발생되었기 때문이라 사료된다. 또한 lay-up B는 lay-up A의 경우와 유사한 현상을 나타내고 있다. 충격 손상 개시는 2.90J의 충격에너지부터 발생되었다. 또한 충격 접촉 시간의 경우 0.86J에서 10.95msec을 가지며 충격 에너지가 증가할수록 감소하여 9.81J 일 때에는 9.45msec까지 감소하였다. 그러나 lay-up A와는 달리 최대 충격 하중이 크게 증가되지 않으면서 갑자기 충격 접촉 시간이 크게 증가되는



(a) Lay-up A



(b) Lay-up B

Fig.4 Load vs. time histories for the variation of impact energy

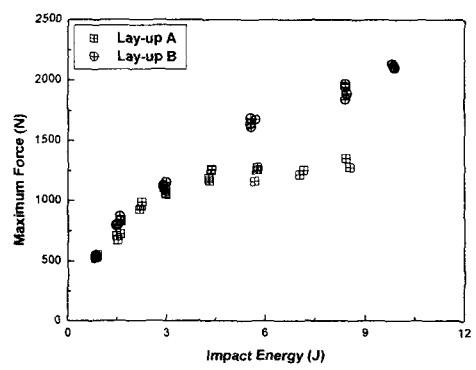


Fig.5 Impact energy vs. maximum force curve

현상은 보이지 않았다. 이로써 lay-up B의 경우 충격 시험편에 관통이 발생되지 않았음을 알 수 있다. Fig. 5는 충격 하중 이력 선도로부터 얻어진 충

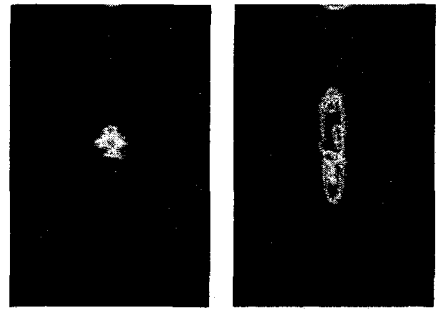
격 에너지와 최대 충격 하중 관계를 나타낸 것이다. 충격 에너지가 증가함에 따라 최대 충격 하중의 증가율이 감소하는 이유는 시험편에 충격 손상이 발생함으로써 강성이 감소함을 의미하고 있다. lay-up A의 경우 4.28J까지는 충격 에너지가 증가함에 따라 최대 충격하중이 증가한다. 그 후 4.28J의 충격에너지 이상이 되면 충격에너지가 증가해도 최대 충격하중은 1240N 근방에서 거의 일정하다. 이는 실제 충격 받은 시험편에서 볼 수 있듯이 시험편이 관통되었기 때문이다. lay-up B의 경우, 시험편의 충격 손상으로 인한 강성 감소만 있을 뿐 lay-up A와 같이 최대 충격 하중이 일정하게 되는 영역은 나타나지 않았다.

3.2 충격손상평가

충격 손상은 기지 균열과 층간 분리에 의해 지배된다. 층간분리는 항상 광범위한 기지 균열과 연관되어 있다. 기지 균열은 충격 지점에서 가까운 충격을 받은 바로 아래층에서 발견되며 층간 분리 개시 이전에 낮은 에너지 크기에서 발생하기 시작한다. 각 접촉면 아래에서 층간 분리는 접촉 위층에 있는 기지 균열로부터 개시되며 접촉면 아래 단층의 섬유로 전파된다.

충격 하중을 받은 시험편의 손상 유무와 손상 영역을 평가하기 위해서 시험편에 대해 비파괴 검사인 UT C-scan을 이용하였다. Fig. 6은 8.4J의 충격 에너지를 받은 lay-up A와 lay-up B에 대한 UT C-scan 영상을 나타내었다. lay-up A는 적층된 프리프레그가 모두 직조된 섬유로 구성되어 있기 때문에 충격 후 손상 형상이 거의 직사각형 모양으로 나타나고 있다. 반면에 lay-up B는 표면만 직조된 프리프레그로 구성되어 있고 내부는 0°와 90° 방향의 단일 방향 프리프레그로 구성되어있기 때문에 0° 방향으로 긴 땅콩 모양의 손상 형상이 나타난다.

Fig. 7은 UT C-scan 결과로부터 계산된 충격 손상 영역과 최대 충격 하중에 대한 선도이다. 선도는 크게 세 부분의 영역으로 나눌 수 있다. 첫째 최대 충격 하중은 증가 하지만 손상이 잘 감지되지 않고 기지 크랙이 존재하는 영역, 둘째 최대 충격 하중이 증가하면서 손상 영역이 증가하는 구간으로 발생된 기지 크랙이 성장하며 그로 인해서 층간분리가 발생하는 영역, 셋째 최대 충격 하중의 증가는 없고 손상 영역의 증가만 존



(a) Lay-up A (b) Lay-up B

Fig.6 UT C-scan image for impact energy 8.4J

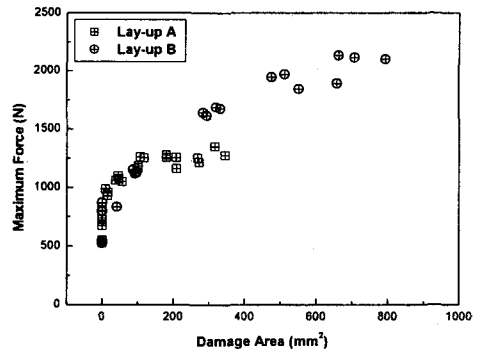


Fig.7 Damage area vs. maximum force curve

재하는 구간으로 많은 섬유 파손이 발생하며 시험편에 관통이 발생하는 영역이다. lay-up A는 손상 영역 면적이 15mm²까지 첫 번째 영역에 해당하며 손상 영역 면적이 100mm²까지가 두 번째 영역, 그 이후 최대 충격 하중의 증가 없이 손상 영역만 증가하는 부분이 세 번째 영역인 시험편의 관통에 해당한다. lay-up B는 손상 영역 면적이 40mm²까지가 첫 번째 영역에 해당한다. 그 이후가 두 번째 영역에 해당한다. 이렇게 lay-up B에서 층간분리 영역이 넓은 원인은 시험편 내부 적층각이 0°의 단일방향 섬유로 구성되어 있기 때문이다.

3.3 충격 후 압축 강도

Fig. 8은 충격에너지에 대한 잔류강도 감소율에 대한 선도이다. lay-up A와 lay-up B에 대한 비충격 시험편의 압축 강도는 각각 383.46 MPa, 492.53 MPa이다. 충격 후 압축시험시 충격 손상이 존재하는 시험편은 손상이 시험편 측면으로

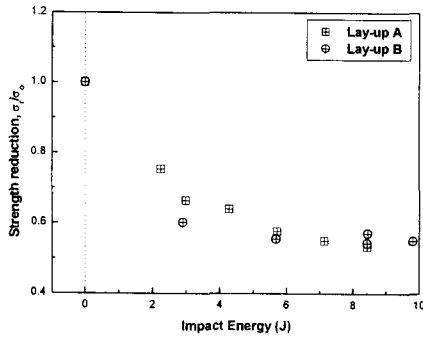


Fig.8 Residual compression strength of impact energy per thickness

급격히 진전되면서 파손되었으며 Lay-up A와 Lay-up B에 대한 최고 압축강도 감소율은 각각 46%, 43%이었다.

4. 결론

충격 하중으로 인한 복합재료 적층재의 충격거동, 내부 손상 결정 및 충격 하중 후 압축하중이 작용할 때 하중 수행 능력과 손상 진전 기구를 결정하기 위해서 적층각 $[(\pm 45)(0/90)_2]_s$ 와 $[(\pm 45)(0)_3(90)(0)_3(\pm 45)]$ 의 탄소섬유/에폭시 복합재료 적층재에 대해서 저속 충격 시험을 수행하였다. 충격체 낙하식 충격 시험기를 사용하여 충격 하중을 가하였으며 UT-C scan을 이용하여 충격 손상유무와 영역을 평가하였고 충격으로 인한 압축강도의 감소를 정량적으로 평가하기 위해서 충격 후 압축실험을 수행하였다. 얻어진 결론은 다음과 같다.

1. Lay-up A와 lay-up B에 대한 충격 하중 이력으로부터 손상이 발생하기 시작하는 충격 에너지 수준, 충격 에너지에 따른 균열 개시 하중과 섬유 파손 및 관통 에너지 수준과 하중을 정량적으로 평가하였다.
2. UT C-scan의 결과로부터 lay-up A와 lay-up B에 대한 손상 형상이 적층 방향에 따라 각각 사각형과 긴 땅콩 모양으로 나타난다.
3. 최대 충격 하중과 손상 면적 선도로부터 기지 크랙이 발생하여 존재하는 영역, 충격 하중의 증가와 함께 기지 크랙이 성장하며 그로 인해 층간 분리가 발생하는 영역, 충격 하중의 증가 없이

손상 영역이 증가하는 구간으로 많은 섬유 파손 및 관통이 발생하는 영역으로 구분할 수 있다.

4. 충격 후 압축시험시 충격 손상이 존재하는 시험편에 대하여 손상이 시험편 측면으로 급격히 진전되면서 파손되었으며 Lay-up A와 Lay-up B에 대한 최고 압축강도 감소율은 각각 46%, 43%이었다.

참고문헌

- (1) M. Matsushima, Y. Hayashi, Some Experimental Findings in Compression -After-Impact (CAI) Tests of CF/ PEEK (APC-2) and Conventional CF/ EPOXY Flat Plates, Composites Science and Technology, 55(1995), 349-363
- (2) C. Soutis, P.T. Curtis, Prediction of the Post-Impact Compressive Strength of CFRP Laminated Composites, Composites Science and Technology, 56 (1996), 677-684
- (3) Damodar R. Ambur, Heather L. Kemmerly, Influence of Impactor Mass on the Damage Characteristics and Failure Strength of Laminated Composites, AIAA 98-1784, 724-732
- (4) Damodar R. Ambur, James H. Starnes, Effect of Curvature on the Impact Damage Characteristics and Residual Strength of Composite Plates, AIAA 98-1881, 1556-1566
- (5) 최익현, 최윤복, 홍창선, Graphite/ Epoxy 및 Graphite/PEEK 복합적층판의 저속 충격후 잔류 압축강도에 대한 실험적 해석, 한국복합재료학회지, 제6권, 제2호 (1993), 69-79
- (6) L. Reis, M. de Freitas, Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels, Composite Structures, 38(1997), 509-515
- (7) G. A. Bibo, P.J. Hogg, The role of reinforcement architecture on impact damage mechanisms and post-impact compression behaviour, J of Materials Science, 31(1996), 1115-1137
- (8) 전제춘, 준등방성 복합적층판의 저속 충격 손상에 관한 연구, 박사학위 논문, 충남대학교 대학원, 1996